

文章编号 1004-924X(2012)06-1325-09

## 基于构建最优函数提高飞机姿态测量精度

赵立荣<sup>1,2</sup>, 朱 玮<sup>2\*</sup>, 曹永刚<sup>2</sup>, 柳玉晗<sup>2</sup>, 孙俊喜<sup>1</sup>

- (1. 长春理工大学 通讯与信息学院, 吉林 长春 130022;
2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**提出了基于构建最优函数来提高飞机姿态测量精度的方法。首先,利用模板匹配法获得飞机在两个测站投影的同名特征点,在发射坐标系下采用交会获得飞机同名特征点的坐标值,根据飞机在空间的特征三角形解算飞机姿态的初值。然后,建立飞机体坐标系;利用成像的共线方程,重新计算空间特征点对应的像点坐标;以重投影结果与实际像点之间的偏差最小作为优化目标函数。最后,通过迭代提高目标姿态解的精度。实验结果表明,飞机轴向成像在大于 500 pixel 时,姿态角测量误差小于  $0.1^\circ$ 。与中轴线法及飞机角平分线方向向量法测量精度比对,本文提出的方法采用的数学模型正确、算法合理,有效地提高了飞机姿态的测量精度。

**关键词:**光电经纬仪;交会测量;姿态测量;最优函数

**中图分类号:**TP391.4;V448.15 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20122006.1325

## Improvement of measurement precision of plane attitude by constructing optimization functions

ZHAO Li-rong<sup>1,2</sup>, ZHU Wei<sup>2\*</sup>, CAO Yong-gang<sup>2</sup>, LIU Yu-han<sup>2</sup>, SUN Jun-xi<sup>1</sup>

- (1. College of Communication and Information, Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China;
  2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)
- \* Corresponding author, E-mail: zw288515@sohu.com

**Abstract:** A method based on optimization functions was proposed to improve the attitude measurement precision of a plane. First, the same feature that the plane was projected at two measuring stations was acquired by the template matching method. The coordinate value of the same feature for the plane was obtained by intersecting at a launching coordinate, and the initial value of the plane attitude was estimated in term of the characteristic triangle of the plane in space. Then, the object coordinate of the plane was established, the image coordinate according to the feature of plane was calculated by using a colinear equation and the least difference between the re-project result and an actual image was regarded as the optimizing goal function. Finally, the iterative method was used to improve the precision of the attitude parameter of a target. Experimental results show that the measuring error of the

收稿日期:2011-12-06;修订日期:2012-02-15.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2006AA703104)

attitude angle is less than  $0.1^\circ$  when the axis of the plane imaging is more than 500 pixels. As compared with the middle axis method and the direction vector method of angle bisector lines, proposed method has a correct mathematical model, reasonable algorithm and can improve effectively the measurement precision of the plane.

**Key words:** optical-electronic theodolite; intersecting measurement; attitude estimation; optimization function

## 1 引言

利用高速相机可以细致地拍到目标的姿态变化情况,但针对不同的目标测量参数也不同,在三维空间识别飞机时,飞机的空间姿态具有随机性,不同视角所观察到的目标图像各不相同,显现的形状比较复杂。三维姿态参数主要包括位置参数、偏航角、俯仰角、滚转角、速度、加速度等,是反映飞机飞行状态的重要参数,也是研究飞机性能的重要指标;同时,飞机飞行的三维姿态对飞机事故分析、导弹威力的发挥、运行平稳、训练飞行员等方面的研究也具有重要意义<sup>[1-3]</sup>。

利用最优估计实现三维重构测量目标姿态的方法有多种。文献[4]利用目标的点、线、平面特征,在常规框架下获得最优解来获得目标姿态,此种方法只适合处理目标特征已知、旋转方程参数已知情况下的目标姿态角。文献[5]采用单位四元数法表示旋转矩阵,通过简化方程,获得方程的收敛解来求解姿态问题,但此方法在初值误差大时,方程无解。文献[6]提出了一种利用目标几何多特征构成最小二乘的方法求解目标姿态,多特征包括:点、线、椭圆,此方法只适合近景目标姿态的求解。

文献[7]提出了一种用常规线性模式相机描述多相机模式求解相机内参数的方法,以获得目标姿态。文献[8]依赖最佳线性无偏估计(Best Linear Unbiased Estimator, BLUE),利用多相机获得目标参数,估计目标姿态结果。每个相机独立估计目标姿态, BLUE 估计为不同相机提供权,从而获得最优解。以上两种方法采用估计摄像机姿态参数的方法,参数估计的精度直接影响目标模型建立及目标姿态的测量精度。文献[9]提出一种依赖  $L_\infty$ -norm( $L_\infty$ -范数)工作框架来获

得目标的几何结构及运动参数的方法,这种方法能够有效地计算全局参数。文献[10]提出归一化工作框架,最小化了重投影误差的标准  $L_2$ -norm( $L_2$ -范数)。文献[11]基于交会测量提出了一种飞机三维姿态测量的方法角平分线方向向量法,此种方法在经纬仪测量误差很大的情况下,两条线不共面会存在无解的情况。文献[12]采用光电经纬仪多站面面交汇的方法进行飞机姿态测量,目标提取的精度可达  $0.6^\circ$ 。随着技术的发展,飞机姿态测量的精度要求越来越高,上述方法已经不能满足技术指标要求。

本文在双站经纬仪获得数据的基础上,首先利用交会获得飞机特征三角形,然后由特征三角形法获得飞机的姿态初值,利用成像的共线方程,重新计算空间特征点对应的像点坐标,以重投影结果与实际像点之间的偏差最小作为优化目标函数,通过迭代提高目标姿态解的精度。在实际测量应用中,初值不准确的情况下,迭代不收敛,会无解。

## 2 特征三角形法计算飞机姿态原理

### 2.1 飞机三维姿态的定义

飞机坐标系如图 1 所示。飞机在飞行过程中,围绕质心转动产生了三维姿态,定义  $O_p$  点为飞机质心;  $X_p$  轴为飞机的纵轴。飞机自身三维坐标系按右手定则归定朝向机头为正;  $Y_p$  轴为飞机的立轴,与通过质心的铅垂线重合,指向地球外侧为正;  $Z_p$  轴为飞机的横轴,由质心指向右侧机翼方向为正。  $X_p, Y_p, Z_p$  3 轴与飞机质心  $O_p$  一起构成符合右手定则的目标坐标系  $O_p-X_p Y_p Z_p$ 。

图 2 为飞机姿态角示意图。确定飞机自身目标坐标系后,将飞机三维姿态的变化定义为:绕  $Z_p$  轴的旋转角  $\beta$  为俯仰角(Pitch),其正向为绕

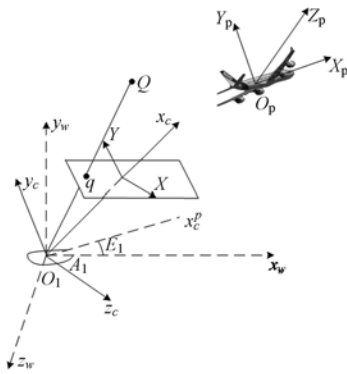


图 1 飞机坐标系

Fig. 1 Plane coordinate

$Z_p$  轴顺时针转动方向;绕  $Y_p$  轴的旋转角  $\alpha$  为偏航角(Raw),其正向为绕  $Y_p$  轴顺时针转动方向;绕  $X_p$  轴的旋转角  $\gamma$  为滚转角(Roll,也称倾斜角),其正向为绕  $X_p$  轴顺时针转动方向。

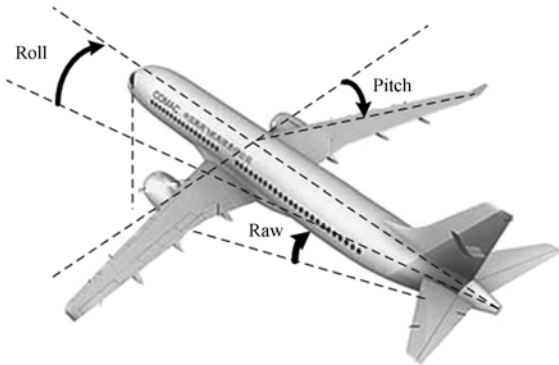


图 2 姿态角示意图

Fig. 2 Sketch map of attitude angles

## 2.2 特征三角形解算飞机姿态初值

### 2.2.1 飞机简化成特征三角形

如图 3 所示,飞机可简化成特征三角形。



图 3 飞机特征三角形

Fig. 3 Characteristic triangle of plane

### 2.2.2 特征三角形飞机姿态计算公式

图 4 基于特征三角形法求飞机姿态原理,根据飞机几何特点,设飞机初始状态为空间特征三

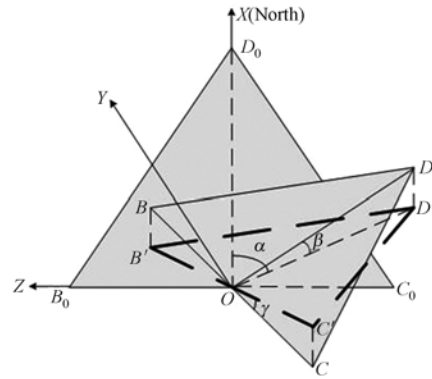


图 4 特征三角形法解算飞机姿态

Fig. 4 Estimating attitude of plane with characteristic triangle method

角形处在水平面上,  $\triangle B_0 C_0 D_0$  为等腰三角形,  $OD_0$  为  $\triangle B_0 C_0 D_0$  中垂线,指向大地北作为 X 轴; Y 轴为铅垂线方向,向上为正; Z 轴与  $B_0 C_0$  重合,与 X 轴、Y 轴构成右手系。  $\triangle BCD$  代表飞机的空间实际位置,  $\triangle B' C' D'$  是  $\triangle BCD$  在水平面上的投影,在水平面内,  $\alpha$  表示偏航角,  $\beta$  表示俯仰角,  $\gamma$  表示滚转角。所以有:

$$\text{偏航角: } \alpha = \arccos\left(\frac{OB'}{OB_0}\right).$$

$$\text{俯仰角: } \beta = \arccos\left(\frac{OD'}{OD}\right).$$

$$\text{滚转角: } \gamma = \frac{OB'}{OB}.$$

## 3 构建最优函数迭代法解算姿态

设飞机空间特征点为  $D(x_{wd}, y_{wd}, z_{wd})$ ,  $B(x_{wb}, y_{wb}, z_{wb})$ ,  $C(x_{wc}, y_{wc}, z_{wc})$ 。根据世界坐标系与摄像机坐标系位置关系可得:

$$\begin{bmatrix} x_{wi} \\ y_{wi} \\ z_{wi} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{wc}^{-1} \left( \begin{bmatrix} x_{ci} \\ y_{ci} \\ z_{ci} \end{bmatrix} - \mathbf{T}_{wc} \right), \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{T}_{wc}$  为世界坐标系的原点在摄影坐标系的坐标;  $\mathbf{T}_{wc} = (T_x, T_y, T_z)^T$ ;  $\mathbf{R}_{wc}$  为旋转矩阵;  $\mathbf{R}_{wc} =$

$$\begin{bmatrix} r_0 & r_1 & r_2 \\ r_3 & r_4 & r_5 \\ r_6 & r_7 & r_8 \end{bmatrix}.$$

其中:  $r_0 = \cos \beta \cos \gamma - \sin \beta \sin \alpha \sin \gamma$ ;  $r_1 =$

$\cos \alpha \sin \gamma; r_2 = \sin \beta \cos \gamma + \cos \beta \sin \alpha \sin \gamma; r_3 =$   
 $-\cos \beta \sin \gamma - \sin \beta \sin \alpha \cos \gamma; r_4 = \cos \alpha \cos \gamma;$   
 $r_5 = -\sin \beta \sin \gamma + \cos \beta \sin \alpha \cos \gamma; r_6 = -\sin \beta \cos$   
 $\alpha; r_7 = -\sin \alpha; r_8 = \cos \beta \cos \alpha.$

同时,若相机焦距为  $f$ ,则图像坐标系  $(x_i, y_i)$  与相机坐标系的变换关系为:

$$\begin{cases} x_i/f = x_{wi}/z_{ci} \\ y_i/f = y_{wi}/z_{ci} \end{cases} \quad (2)$$

把式(2)代入式(1)得:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} = (\mathbf{R} \begin{bmatrix} x_{wi} \\ y_{wi} \\ z_{wi} \end{bmatrix} + \mathbf{T}_{wc})(f/z_{ci}), \quad (3)$$

其中:  $z_{ci}$  是图像坐标系到目标点的距离,通过交会可以获得,  $i = B, C, D$ 。  $(x, y)$  为目标点在图像上的测量像点,设:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\phi(\mathbf{S}) = (\mathbf{R} \begin{bmatrix} x_{wi} \\ y_{wi} \\ z_{wi} \end{bmatrix} + \mathbf{T}_{wc})(f/z_{ci}), \quad (5)$$

则:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix} = \phi(\mathbf{S}) = \mathbf{H} + \delta_H. \quad (6)$$

以最小化  $\delta_H$  为目标函数,设:

$$F(\mathbf{S}) = \delta_H = \text{Min}(\phi(\mathbf{S}) - \mathbf{H}). \quad (7)$$

在初值处进行一阶泰勒展开,得到线性方程:

$$F(\mathbf{S}) = F(\mathbf{S}^0) + B\delta_S, \quad (8)$$

其中:  $B = \left. \frac{\partial F}{\partial S} \right|_{S^0}$ ,  $B$  是最优函数在初值  $S^0$  处的一阶偏导数;  $\delta_S$  为限差改正数。  $S$  中的每一项元素都做对应的修正:

$$\begin{cases} \alpha|_1 = \alpha|_0 + \delta_\alpha, \beta|_1 = \beta|_0 + \delta_\beta, \gamma|_1 = \gamma|_0 + \delta_\gamma \\ T_X|_1 = T_X|_0 + \delta_{T_X}, T_Y|_1 = T_Y|_0 + \delta_{T_Y} \\ T_Z|_1 = T_Z|_0 + \delta_{T_Z} \end{cases}.$$

解算步骤为:

(1) 提取特征点图像坐标,设置限差  $\delta_{\min}$ ,根据特征三角形获得姿态初值;

(2) 利用最小二乘求解式(8),得到各参数的改正数  $\delta_S$ ;

(3) 在初值的基础上进行修正:  $S^{(m+1)} = S^m + \delta_S$ ;

(4) 若  $\delta_S$  大于限差  $\delta_{\min}$ ,返回步骤(2)、(3);否则解算结束。

## 4 仿真分析

测量飞机姿态精度与飞机成像的尺寸、图像成像质量、提取特征点精度、经纬仪的测角精度、采用的测量算法等有关。根据不同的算法具体分析各算法精度。为了便于分析,以上算法都基于特征点提取来分析,中轴线法是多点提取然后拟合。

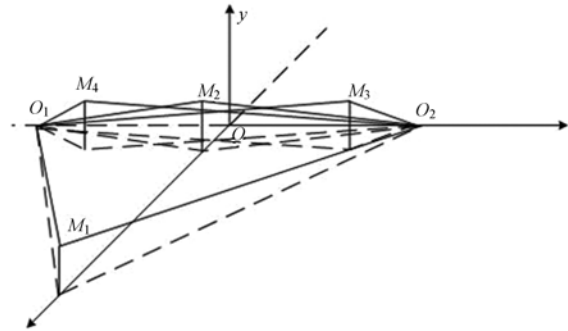


图 5 坐标示意图

Fig. 5 Sketch map of coordinate

实验条件如下:建立如图 5 所示坐标系。为了方便模拟计算,两个站点坐标分别取  $O_1(-2\ 000, 0, 0)$ ,  $O_2(2\ 000, 0, 0)$ 。  $O$  点为原点,  $M_1, M_2, M_3, M_4$  点为飞机头、尾、机翼两侧点。分别设 4 个点的坐标为  $M_1(0, 1\ 000, 25)$ ,  $M_2(0, 1\ 000, 10)$ ,  $M_3(10, 1\ 000, 6)$ ,  $M_4(-10, 1\ 000, -6)$ 。相机分辨率为  $1\ 280 \times 1\ 024$ ,像元尺寸为  $12\ \mu\text{m}$ ,焦距为  $4\ 000\ \text{mm}$ ,飞机头尾长  $15\ \text{m}$ ,两侧机翼长  $12\ \text{m}$ 。设两站经纬仪的光轴分别与  $M_2$  点重合,  $M_2$  点飞机尾点固定不变,在如上所设的初始点。飞机姿态在 3 个方向上转动,设定飞机姿态变化方程,可生成空间特征点的位置坐标,因为已设光

轴与  $M_2$  点重合,由此可计算出经纬仪的方位角和 高低角;在相机参数已知的条件下,可获得各特征点的像点位置。

因为经纬仪有测角误差,对测角值加入偏差 ( $\delta=15''$ )后,用面面交会中轴线法<sup>[12]</sup>、特征三角形法、特征三角形法解算初值及构造最优函数法 3 种方法解算姿态与设定的姿态真值比对,以验证算法精度。

4.1 测角误差对测量姿态精度的影响

在上述条件下,时间间隔均取 1 s,各时刻姿

态角计算初值均取(0,0,0)。面面交会中轴线法、特征三角形法、特征三角形法解算初值及构造最优函数提高精度解算姿态方法的计算结果如表 1 所示。表 1 中  $\alpha, \beta, \gamma$  为空间的理论值,  $\alpha', \beta', \gamma'$  为实际计算值。

测角误差对姿态角测量误差的影响通过对表 1 数据分析得出结论:中轴线法误差 $<18''$ ;特征三角形法误差 $<15''$ ;构造最优函数法误差 $<12''$ 。测角误差对姿态角测量误差的影响与经纬仪测角偏差是在一个数量级。

表 1 算法仿真实验结果

Tab.1 Experimental results of emulation (°)

理论值			中法轴线			特征三角形法			构造最优函数法		
$\alpha$	$\beta$	$\gamma$	$\alpha'$	$\beta'$	$\gamma'$	$\alpha'$	$\beta'$	$\gamma'$	$\alpha'$	$\beta'$	$\gamma'$
30	10	10	29.996	10.004	9.995	29.998	10.001	9.996	30.001	9.999	10.000
40	15	12	39.998	15.004	11.997	39.998	14.998	11.999	40.000	14.998	12.003
50	20	14	50.004	19.996	14.008	50.000	20.002	14.002	50.002	19.998	14.003
60	25	16	60.005	24.997	16.004	59.999	25.003	16.001	59.999	24.997	15.997
70	30	18	70.003	29.998	18.003	69.998	29.999	17.998	70.002	30.001	17.999

3 种解算姿态角误差与测角误差的关系曲线如图 6、图 7、图 8 所示。从曲线可以说明,姿态角

测角误差与经纬仪测角误差是线性关系。

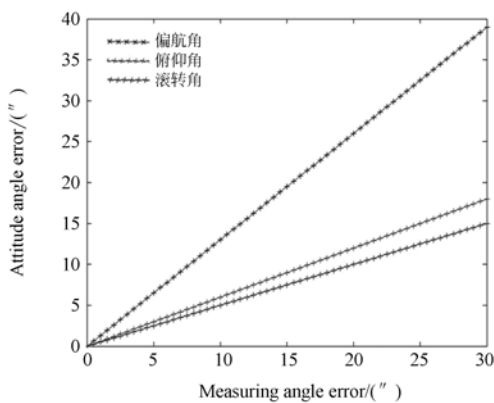


图 6 中轴线法姿态角误差与测角误差关系

Fig. 6 Relation between attitude angle error and measuring angle error with middle axis method

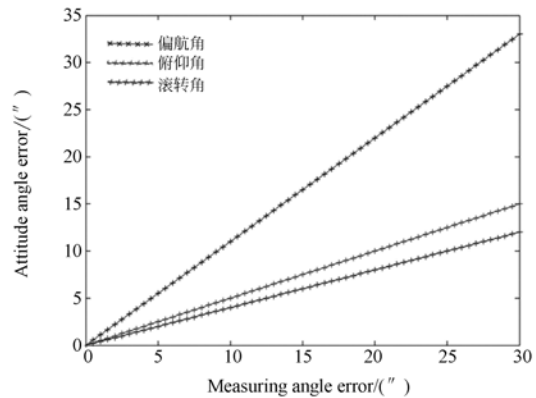


图 7 特征三角形法姿态角误差与测角误差关系

Fig. 7 Relation between attitude angle error and measuring angle error with characteristic triangle method

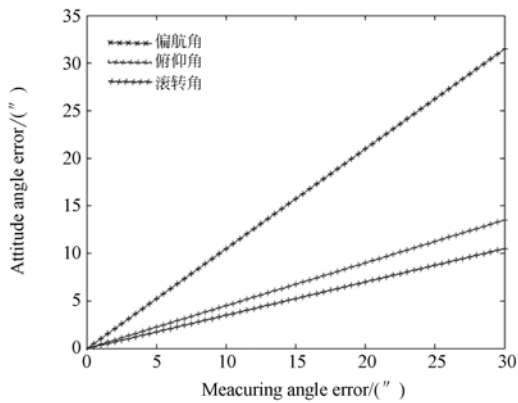


图 8 构造最优函数法姿态角误差与测角误差关系  
Fig. 8 Relation between attitude angle error and measuring angle error by establishing optimization function

4.2 提取特征点精度对测量姿态精度的影响

通常目标特征点在图像上的提取精度可达到 0.5 pixel,在目标到测站距离不同时,目标成像尺寸不同,0.5 pixel 提取精度对目标姿态测量精度的影响也不同。在上述建立的数学模型条件下,图像提取误差为 0.5 pixel 时,各方法的偏航角误差与距离的关系为:

中轴线法:

$$\delta_p = \arctan\left(\frac{0.5 \times 12 \times 10^{-6}}{15 \times 4} R\right)$$

特征三角形法:

$$\delta_p = \arctan\left(\frac{2}{3} \times \frac{0.5 \times 12 \times 10^{-6}}{15 \times 4} R\right)$$

最优函数法:

$$\delta_p = \arctan\left(\delta_{\min}^1 \times \frac{0.5 \times 12 \times 10^{-6}}{15 \times 4} R\right)$$

式中:  $\delta_p$  为飞机姿态误差;  $R$  为测站与目标的距

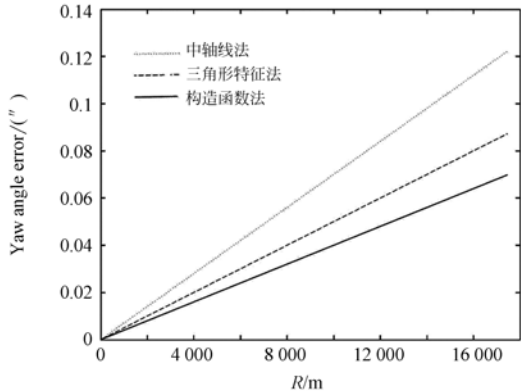


图 9 3 种方法偏航角测量误差与距离关系  
Fig. 9 Relation between yaw angle error and distance with three methods

离;  $\delta_{\min}^1$  为最小误差限,取 0.1。

各种方法偏航角测量误差与距离的关系曲线如图 9 所示。

5 实验结果

在外场实验中,摄像机的焦距为 800 mm,像元尺寸为 12  $\mu\text{m}$ ,分辨率为 1 280  $\times$  1 024;一号站成像线像素为 742 pixel,距离为 1 335 m;二号站成像线像素为 659 pixel,距离为 1 506 m。

5.1 中轴线法

图 10 为中轴线法在两测站的图像示意图,图中标注的轴线为飞机中轴线。



(a) 1 号站图像 (b) 2 号站图像  
(a) Image of station 1 (b) Image of station 2

图 10 中轴线法在两站图像示意图

Fig. 10 Sketch map of two station images with middle axis method

表 4 为中轴线实验数据,表中 A, E 为经纬仪的测量值方位角、高低角,  $(X_i, Y_i) (i=1, 2)$  为中轴线上的特征点,  $\alpha, \beta$  为飞机上 GPS 真值,  $\alpha', \beta'$  为中轴线法获得的测量值。

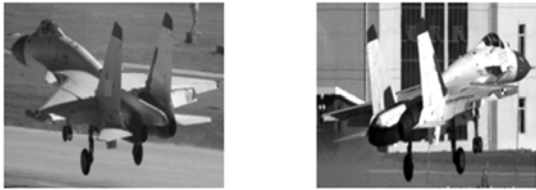
表 4 中轴线法实验数据

Tab. 4 Experiment data of middle axis method

一号站测量值					
A/(°)	E/(°)	X <sub>1</sub> /pixel	Y <sub>1</sub> /pixel	X <sub>2</sub> /pixel	Y <sub>2</sub> /pixel
43.02	358.19	-429.18	-113.74	289.18	-286.92
43.00	358.19	-429.22	-113.81	289.20	-286.88
42.97	358.19	-429.24	-113.63	289.32	-287.14
42.95	358.19	-429.26	-113.45	289.36	-287.22
二号站测量值					
A/(°)	E/(°)	X <sub>1</sub> /pixel	Y <sub>1</sub> /pixel	X <sub>2</sub> /pixel	Y <sub>2</sub> /pixel
338.13	359.73	463.55	177.96	181.62	38.33
338.15	359.74	463.62	177.92	181.62	38.53
338.18	359.74	463.75	177.85	181.32	38.67
338.20	359.74	463.82	177.69	181.16	38.42
		$\alpha$ /(°)	$\beta$ /(°)	$\alpha'$ /(°)	$\beta'$ /(°)
		10.73	5.24	11.03	4.87
		10.75	5.26	11.05	4.88
		10.77	5.28	11.08	4.87
		10.79	5.30	11.10	4.89

5.2 飞机三维姿态测量的角平分线方向向量法

图 11 为角平分线方向向量法,在两测站的图像示意图,图中标注的线段为飞机角平分线方向向量。表 5 为实验数据, $\alpha, \beta$ 为飞机上 GPS 真值, $\alpha', \beta'$ 为角平分线方向向量法。



(a) 1 号站图像 (b) 2 号站图像  
(a) Image of station 1 (b) Image of station 2

图 11 角平分线方向向量法在两站图像示意图  
Fig. 11 Sketch map with direction vector method of angle bisector lines

表 5 角平分线方向向量法姿态数据

Tab. 5 Experiment data of direction vector method of angle bisector lines (°)

$\alpha$	$\beta$	$\alpha'$	$\beta'$
10.73	5.24	11.29	5.62
10.75	5.26	11.33	4.64
10.77	5.28	11.35	4.67
10.79	5.30	11.37	4.68

5.3 特征三角形法及构建最优函数迭代法

图 12 为特征三角形法在两测站的图像示意图,图中标注的线段为飞机特征三角形。表 6 为特征三角形法实验数据, $(X_i, Y_i) (i=1, 2, 3)$ 为特征三角形的特征点, $\alpha, \beta, \gamma$ 为飞机上 GPS 真值, $\alpha', \beta', \gamma'$ 为特征三角形法获得的测量值。



(a) 1 号站图像 (b) 2 号站图像  
(a) Image of station 1 (b) Image of station 2

图 12 特征三角形法在两测站图像示意图  
Fig. 12 Sketch map of two station images with characteristic triangle method

表 6 构造最优函数法姿态数据

Tab. 6 Experiment data by establishing optimization function

一号站测量值/pixel					
$X_1$	$Y_1$	$X_2$	$Y_2$	$X_3$	$Y_3$
-429.18	-113.74	-363.70	-245.74	488.51	-188.92
-429.22	-113.81	-363.82	-245.73	488.63	-188.85
-429.24	-113.63	-363.94	-245.71	488.71	-188.78
-429.26	-113.45	-364.11	-245.68	488.75	-188.72
二号站测量值/pixel					
$X_1$	$Y_1$	$X_2$	$Y_2$	$X_3$	$Y_3$
463.55	177.96	-355.92	74.92	409.62	130.67
463.62	177.92	-355.98	74.93	409.75	130.72
463.75	177.85	-356.03	74.88	409.82	130.65
463.82	177.69	-356.11	74.82	409.86	130.70
特征三角形法测得姿态参数/(°)					
$\alpha$	$\beta$	$\gamma$	$\alpha'$	$\beta'$	$\gamma'$
10.73	5.24	2.92	10.92	4.96	2.75
10.75	5.26	2.98	10.94	4.98	2.78
10.77	5.28	3.04	10.97	5.02	2.83
构建最优函数迭代法测得姿态参数/(°)					
$\alpha$	$\beta$	$\gamma$	$\alpha'$	$\beta'$	$\gamma'$
10.73	5.24	2.92	10.81	5.19	2.89
10.75	5.26	2.98	10.83	5.22	2.94
10.77	5.28	3.04	10.86	5.23	3.00

5.4 3 种方法数据分析

飞机目标中轴线求姿态时,获得中轴线误差大,如表 4 所示,姿态角最大误差 $<0.5^\circ$ ;角平分线矢量向量法获得飞机两侧机翼直线时,由于机翼有遮挡,影响了精度,如表 5 所示,姿态角最大误差 $<0.7^\circ$ ;构造最优函数法在特征三角形法求飞机初值的基础上进行迭代,有效地提高了飞机的姿态,如表 6 所示,误差 $<0.1^\circ$ 。

6 结 论

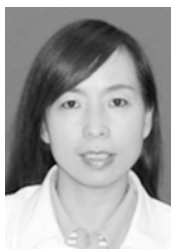
本文以飞机重投影的结果与实际像点之间的偏差最小作为优化目标函数,利用最小二乘求解各参数修正量,在利用飞机的特征三角形获得姿态初值基础上,进行迭代获得较高精度的姿态结果。通过外场实验验证,在飞机成像大于 500 pixel 时,姿态角测量误差 $<0.1^\circ$ 。

但是本文方法具有局限性,当飞机与摄像机侧向平行飞行或迎头与追尾飞行时,成像不具有三角形特征,此种方法失效,可采用文献[12]的方法进行求解。

## 参考文献:

- [1] 赵学颜,李迎春. 靶场光学测量[M]. 北京:国防工业出版社,2001.  
ZHAO X Y, LI Y CH. *Optical Measurement at Shooting Range* [M]. Beijing: National Defense Press,2001. (in Chinese)
- [2] 刘利生. 外测数据事后处理[M]. 北京:国防工业出版社,2000.  
LIU L SH. *Post-Flight Data Processing of Trajectory Measurement*[M]. Beijing: National Defense Press,2000. (in Chinese)
- [3] 何照才. 光电测量[M]. 北京:国防工业出版社,2002.  
HE ZH C. *Optical and Electrical Measurement* [M]. Beijing: National Defense Press, 2002. (in Chinese)
- [4] HOM B K P, HILDEN H M, NEGAHDARIPOUR S. Closed-form solution of absolute orientation using orthonormal matrices[J]. *Journal of the Optical Society of America*,1988, A5:1127-1135.
- [5] HOM B K P. Closed-form solution of absolute orientation using unit quaternions[J]. *Journal of the Optical Society of America*, 1987, A4:629-642.
- [6] JI Q, COSTA M S, HARALICK R M, *et al.*. A robust linear least-squares estimation of camera exterior orientation using multiple geometric features[J]. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*,2000,52(2):75-93.
- [7] YU J Y, MCMILLAN L. General linear cameras [J]. *European Conference on Computer Vision*, 2004,2:14-27.
- [8] CHEN C, SCHONFELD D, MOHAMED M. Robust pose estimation based on Sylvester's equation: single and multiple collaborative cameras[J]. *IEEE International Conference on Speech and Signal Processing (ICASSP)*, 2008;1085-1088.
- [9] KAHL F. Multiple view geometry and the l-infinity norm[J]. *Proceedings of the International Conference on Computer Vision*, 2005,2:1002-1009.
- [10] AGARWAL S, CHANDRAKAR M, KAHL F, *et al.*. Practical global optimization for multiview geometry[J]. *European Conference on Computer Vision*, 2006,3951:592-605.
- [11] 王习文,马军,陈娟,等. 飞机三维姿态测量的角平分线方向向量法[J]. *光学 精密工程*,2010,2(18):369-376.  
WANG X W, MA J, CHEN J, *et al.*. Direction vector method of angle bisector lines for measuring aircraft's 3D attitude[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010,2(18):369-376. (in Chinese)
- [12] 赵立荣,柳玉晗,朱玮,等. 飞机姿态单站余弦及多站面面交汇方法研究[J]. *光学 精密工程*,2009,8(11):20-23.  
ZHAO L R, LIU Y H, ZHU W, *et al.*. Measurement of aircraft attitude by spatial cosine relationship in single-station and planes to intersection in multi-station of electro-optical theodolite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,8(11):20-23. (in Chinese)
- [13] 朱玮,赵立荣,柳玉晗,等. 光电经纬仪子母弹多目标提取方法的研究[J]. *光学 精密工程*,2008,16(11):2140-2144.  
ZHU W, ZHAO L R, LIU Y H, *et al.*. The extraction method for missile bullets' multiple targets of optical-electronic theodolite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11):2140-2144. (in Chinese)

## 作者简介:



赵立荣(1971—),女,吉林桦甸人,副研究员,博士研究生,1992年于吉林工学院获学士学位,1999年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获硕士学位,主要从事视频判读、数据处理等方面的研究。E-mail: cczhaolirong@163.com



曹永刚(1972—),男,河北滦县人,研究员,1996年于长春光学精密机械学院(现长春理工大学)获得学士学位,主要从事光电测控设备总体及时统技术的研究。E-mail: 20023003@163.com



柳玉晗(1979—),男,吉林舒兰人,助理研究员,2002年于北京理工大学获得学士学位,主要从事视频判读、数据处理等方面的研究。E-mail: liuyh0313@sohu.com

#### 导师简介:



孙俊喜(1971—),男,河北滦县人,教授,博士生导师,1995年、2000年于长春光学精密机械学院分别获学士、硕士学位,2004年于上海交通大学获博士学位,现为长春理工大学电子信息工程学院副院长,主要研究领域为模式识别与智能系统。E-mail: junxi\_sun@126.com

#### 通讯作者:



朱 玮(1962—),男,吉林长春人,研究员,1984年于东北师范大学获得学士学位,1989年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位,主要从事靶场测量军工项目的总体工作。E-mail: zw288515@sohu.com

#### ●下期预告

## 车载激光系统光束控制反射镜角位移测量装置

王恒坤<sup>1</sup>,张国玉<sup>1</sup>,郭立红<sup>2</sup>,王 兵<sup>2</sup>,韩旭东<sup>2</sup>,郭汝海<sup>2</sup>

(1. 长春理工大学 光电工程学院,吉林 长春 130022;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033)

在车载、舰载等运动环境下,为了使快速控制反射镜能够稳定工作,并且仍具有很高控制精度,研制了一套高精度角位移测量装置,用于精确地提供反射镜摆角信息作为系统的反馈信号,从而实现伺服闭环控制。针对传统快速控制反射镜位置信息反馈传感器的精度低以及不适于动载环境等缺点,设计了基于莫尔条纹计数测量原理的精密光栅,采用田字裂相信号提取方法,通过计算机进行编程仿真分析,设计了具有抗干扰能力和耐高低温变化的绝对零位信号,其对比度达0.25。同时对信号处理电路进行高度集成,实现小型化。实验结果表明,反射镜角位移测量装置测量反射镜角分辨率为0.15",测角精度优于0.4"。该装置完全能满足机动式条件下,高能激光发射系统对FSM控制精度的要求。